

飞行器防空间静电放电设计和试验技术

曹敏

(上海卫星工程研究所, 上海 200240)

摘要: 结合某飞行器的特点, 以及产品在轨飞行期间遭遇的空间静电放电 (SESD) 环境, 研究了在没有可借鉴的条件下, 如何通过分析提出大型天线及本体的空间静电放电防护设计目标, 根据产品实际情况设计了分段实施的措施, 运用等效理念设计了试验子样和测试方案, 策划了设计元器件、原材料、天线系统、飞行器等不同层面的试验验证技术和方法。

关键词: 飞行器; 空间静电充放电; 辐射干扰; 传导干扰; 设计; 验证

中图分类号: V244 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2011)04-0117-05

SESD-proof Design and Test Technique of Spacecraft

CAO Min

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China)

Abstract: The characteristics of a spacecraft and the space electrostatic discharge environment encountered by the spacecraft during on-orbit flight process were introduced. The way to determined space electrostatic discharge (SESD) protection objective of large antenna and antenna body was put forward under the condition of no reference. A segmented execution method was designed based on the characteristics of the product. specimen and test scheme were designed with equivalent concept. Experiment validation techniques and methods for component/elements, raw material, antenna system, and spacecraft of different levels were developed.

Key words: spacecraft; space electrostatic discharge; radiated interference; conducted interference; design; validation

某飞行器运行在太阳同步轨道, 轨道高度为 500 ~ 700 km, 为典型的 Polar 轨道。该飞行器由本体 (服务舱、推进舱、有效载荷舱)、大型天线和大型太阳能电池阵 3 个基本构件组成, 所在轨道经过南大西洋极区, 经常会遭遇到来自空间的包括压力 (真空)、温度、微重力、原子氧、微流星体和空间垃圾、紫外辐射及粒

子辐射环境等自然辐射环境。由于携带具有大尺寸的天线和舱外单机, 使得飞行器在轨飞行过程中, 大型天线防空间静电放电防护设计及检测技术等变成非常棘手的问题。因此如何进行空间环境适应性设计和验证, 特别是大型天线的防静电放电及传导干扰检测技术成为研制的关键技术, 成为国内飞行器空间

收稿日期: 2011-01-18

作者简介: 曹敏(1961—), 女, 上海人, 研究员, 主要从事环境与可靠性研究。

环境适应性设计和验证的新的突破点。

文中从防空间静电放电的角度,叙述了有别于其他飞行器的设计与试验技术。

1 所处轨道空间静电放电的特征

地磁场的捕获作用在地球周围形成2个带电粒子密集区域,称为内、外辐射带。飞行器在轨期间与辐射带带电粒子相互作用将产生各种效应,其中主要的效应为总剂量效应、单粒子效应(如单粒子翻转、单粒子锁定、单粒子烧毁等)、充/放电效应等。这些效应对飞行器的性能有一定的损伤,严重时会引起飞行器在轨工作异常或故障。

轨道高度为500~700 km的低太阳同步轨道,处于地球辐射带内带范围。在轨空间具有等离子体密度相对较密,能量较低的特点。一般情况下,低轨道飞行器表面不易产生很高的静电。地磁场对带电粒子的作用,使得北纬15°到南纬55°,东经15°到西经90°的南大西洋上空,形成高能粒子沉降区(该区被称为南大西洋异常区,简称SAA)。飞行器经过该区时,经常会遭遇到来自外空的、沿磁力线注入到低轨道的沉降粒子,而且沉降粒子常常伴随着地磁扰动产生的电离层“空穴”而发生。这就形成了使飞行器表面充电到高电位的条件,使得极区成为这类低轨道飞行器充电事件的高发区。

在该轨道高度遇到的另一重要的空间环境是原子氧、微流星体和空间碎片环境。直径较大的微流星体和空间碎片可造成严重的物理损伤,但因其通量少,与飞行器遭遇的几率小(直径大于1 cm的微流星体和空间碎片与飞行器遭遇的几率约为300年遭遇1次),一般可不考虑。直径较小的微流星体和空间碎片对飞行器的作用与原子氧相比,虽然机理不同,但最终的结果都是导致星体表面材料的剥蚀,使得其热学和光学性能、导电性能等变差。因此原子氧、微流星与空间碎片环境将弱化抗充放电设计的效果,可称为负环境效应。

由于飞行器拥有展开后大型天线以及暴露在舱外的天线展开机构、阵面上单机、特别是天线表面布满复杂的高低频电缆,使得该飞行器在轨期间遭遇空间静电放电负环境效应的概率更大,由空间静电放电而导致飞行器失效和故障的可能性更大。

因此根据飞行器的自身结构特点和运行的空间环境,该飞行器的空间静电放电环境适应性设计及试验技术重点应考虑大型天线以及本体的空间静电放电(ESD)效应的设计和验证技术。

2 空间静电放电效应防护设计和验证

2.1 提出目标

一般空间静电放电有3类。

1) 脉冲通过金属和电缆间的互感产生的磁耦合进入飞行器产生的金属化放电。

2) 飞行器介质表面由于暴露在空间辐射环境中,在其介质表面间会产生不等量带电并产生放电,放电产生的传导干扰电流和辐射电磁场可能会对飞行器的电子系统产生危害。当充电电压超出由介质特性和结构决定的放电阈值时将发生静电击穿,材料中贮存的静电能量突然释放并诱发瞬态电流。一般地,介质表面击穿的临界条件如下:

(1) 介质表面相对于相邻的外露导体电压大于正500 V或小于-1 000 V。

(2) 介质表面与相邻外露导体界面间电场强度大于107 V/m。

3) 当电荷具有足够能量穿透介质表面并嵌入时,在介质材料内部由于电荷积累而建立内电场。在介质表面由于电子或二次电子发射维持近似零电位,当嵌入电荷形成的材料内电场很强时,即发生嵌入电荷击穿。对于大多数介质材料,发生嵌入电荷击穿的临界条件是内电场强度超过 2×10^5 V/m。

经对飞行器运行轨道、选用材料分析以及可实现性角度,确定要使飞行器在轨期间可靠、安全的防止产生空间静电放电,必须满足以下条件:

1) 允许因放电引起的异常次数 ≤ 5 次/年,但确保飞行器零失效;

2) 飞行器在轨运行期间,绝缘体表面相邻的裸露导体之间产生的静电电压要求小于500 V,或者绝缘体和裸露导体的交界面之间的电场小于 1×10^5 V/cm。

2.2 实施方案

空间静电防电的耦合从机理上分析主要有2条途径:传导途径和辐射途径。传导途径是空间轨道

的吹离放电诱导电流注入飞行器表面结构,回路电流随后耦合至线路及电子线路盒中;辐射途径是空间放电诱导的外电场被飞行器表面削弱或通过缝隙传播,内部辐射场随后耦合到线路中并对电路产生危害。

由于飞行器拥有展开后大型天线以及暴露在舱外的天线展开机构、阵面上单机、特别是天线表面布满复杂的高低频电缆,因此通过国内外的大量调研和详细分析,形成了以“法拉第筒”进行飞行器等电位设计的指导思想。飞行器按自然舱段进行等电位设计,对大型天线阵覆盖防静电膜。根据空间静电放电产生辐射干扰和传导干扰的特点,单机和飞行器本体进行辐射干扰验证试验,天线阵及表面单机、电缆进行传导干扰验证试验。

2.2.1 设计

以往飞行器抗空间静电充放电的设计措施就是应用等电位的思想,这一简单的等电位设计,对于大型天线,特别是表面复杂的高低频电缆及布线,已经不相适应。因此针对飞行器大型天线及星体表面的电缆布线、电缆共振、连接线之间的波道干扰等情况,与有效载荷的工作频率关系等进行了分析,用“法拉第筒”的概念进行等电位设计。设计思想就是使飞行器的各外表面和各层面形成一张张网,各个网点就是设计的接地点,接地点之间利用导线、导电铜箔等实现搭接。

根据分析,星上的频率在0.1~50 MHz之间,因此飞行器要有效地实现抗空间静电充放电,飞行器本体内外最小的接地点间距应小于6 m。据此将等电位设计分成2大部分:天线板及防静电膜、飞行器本体,并使飞行器内外最长接地线小于6 m。

2.2.2 选材

使覆盖到导体基底上的半导体表面的体电阻率和厚度的乘积满足:

$$\rho \cdot l \leq 2 \times 10^9 \Omega \cdot \text{cm}^2$$

式中: ρ 为材料电阻率, $\Omega \cdot \text{cm}$; l 为材料厚度,cm。

选用时不仅考虑了飞行器寿命初期,同时考虑在寿命末期经受了轨道上的各种环境(如粒子辐照、紫外辐照、原子氧、微流星和空间碎片)长期作用后,对防静电、电性能及热控等综合性能要求仍能满足上述要求。据此,选用包覆在星体表面的多层防静

电膜。

天线电气板表面包覆的防静电膜选用镀锗防静电膜(表面电阻不大于 $10^9 \Omega$,镀锗防静电膜通过了按3 a寿命末期计算的粒子辐照、紫外辐照、原子氧等性能试验,进行了真空出气、质量损失、防潮、褶皱等摸底试验);选用表面电阻不大于 $10^9 \Omega$ 或在恶劣等离子环境中充电电压低于500 V的热控多层;各种材料经历了全寿命各种辐照试验后,表面电阻都满足设计要求。

2.2.3 实施

通过天线电气板表面包覆防静电膜、天线结构板背面包覆多层(按 1 m^2 至少2个接地点的要求实施防静电接地)、天线电气板与结构板电导通接地、天线结构的杆为多层包覆、用10~15 mm宽的3M 1181铜箔胶带对防静电膜及多层实现电搭接(电搭接电阻小于 1Ω)进而防止边缘“静电泄放通道”、电机通过导线与飞行器的电气地相连、与天线收发密切相关的TR组件采取抗SESD传导干扰加固等措施,使大型天线阵及防静电膜形成局部的“法拉第筒”体,并与星体通过电星连接实现等电位。

飞行器3个舱段、电池阵板和天线板设计若干接地(接地点与接地点的间距均小于5m);飞行器本体外表面包覆与天线所用相同的热控多层;为减少飞行器表面带电差异和放电脉冲的幅值,抑制飞行器表面的不均匀充电,通过电缆屏蔽层接地、单机电气地接地、结构部件搭接等使飞行器所有外表面与结构地相通,为表面充电电流和放电时的脉冲电流提供通路;尽量减少设备内部的电缆布线,接插件采用图1所示的后接法接地。

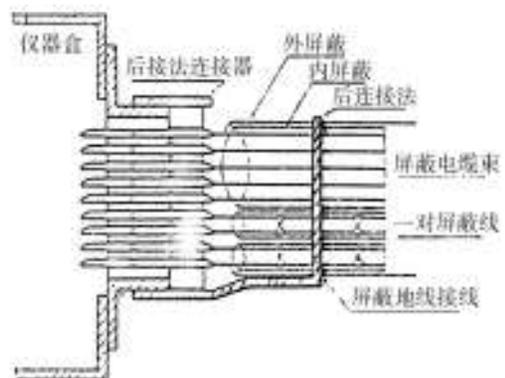


图1 电连接器后接法示意

Fig. 1 Schematic of back-linked method of electrical cable

为保证大型天线防静电膜的性能不在地面试验期间受损,制定了严格的环境保护、操作规程和过程控制措施。

2.2.4 验证

试验验证是基于双重防护的可靠性设计思路:尽可能地抑制放电,同时要求单机能承受放电产生的辐射干扰或传导干扰。针对防静电膜、电子单机、大型天线及TR组件等进行了验证,其中天线及TR组件传导干扰检测是重点。

1) 防静电膜的空间适应性验证。天线防静电膜主要覆盖在整个天线阵面上,是防空间静电积累产生放电的一项主要措施,表面电阻不大于 $10^9 \Omega$,是新研制的产品。为确保防静电设计有效,首先分析了飞行器在轨寿命期间将累计遭遇的辐射剂量,并按使用要求,防静电膜通过了原子氧辐照、紫外辐照、总剂量辐照等各种空间环境试验,试验后防静电膜的表面电阻小于 $10^9 \Omega$,各项指标满足要求,试验前后表面电阻的变化小于1个量级,满足规定要求。表明防静电膜对各种空间环境具有较好的适应性。

2) 辐射干扰试验。根据产生辐射干扰的原理,对飞行器和电子单机进行了辐射干扰检测。所有电子单机均参照美军标以及经多颗飞行器飞行验证的《空间放电辐射干扰检测规范》制定,通过了辐射干扰检测。检测电子产品各个被测表面。飞行器6个面进行并通过了辐射干扰检测。

3) 传导干扰试验。传导干扰试验主要针对大型天线阵(含阵面电缆)及阵面单机和TR组件。本项试验全过程主要分3步:

(1) 通过天线表面材料的放电阈值及系统结构和电性能参数,建立系统的集总单元模型,并计算出空间静电放电在TR组件前端产生的干扰信号;

(2) 通过天线空间环境分析及其表面防静电薄膜的空间等离子体环境的充电试验,得出系统表面充电电压和放电阈值;

(3) 利用空间静电放电传导干扰的检测试验验证飞行器的抗静电传导干扰能力。

具体实施过程为:

1) LEM模型的建立

将参试的天线各结构单元通过软件计算等效为由电阻、电容、电感元件组成的电结构网络,等效电

路元件电阻、电容、电感的值通常与2个因素有关:结构单元的几何形状与尺寸;材料的电性能参数。

天线相对于空间(无穷远)等效电感 L_e 及电容 C 可通过以下公式得到:

$$L_e = 1/2 \pi \mu_0 l [\ln 2l / (w+t) + 0.5 + 0.2235 + (w+t) / l]$$

$$C = \mu_0 \epsilon_0 l^2 / L_e$$

这里: w 为平板宽度; t 为平板厚度; l 为板的长度; μ_0, ϵ_0 分别为自由空间的介电常数和磁导率, $\epsilon_0 = 8.85 \times 10^{-12} \text{ F} \cdot \text{m}^{-1}$, $\mu_0 = 4 \pi \times 10^{-7} \text{ H} \cdot \text{m}^{-1}$; ϵ 为 w/t 的列表函数。

为了能够计算注入航天器结构中的放电电流,各基本电气单元进行组合。形成了天线板LEM结构模型、天线板简化LEM模型、天线板电缆简化LEM模型等。

2) 计算

系统的SESD传导干扰,其静电放电干扰主要来自于天线板表面放电诱发的传导干扰。简化以后仅考虑结构体电流和诱导电缆电流2种典型情况。

根据飞行器轨道环境参数对天线1/4子阵(天线样品尺寸为 $900 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$)进行了无防护防静电膜时充电电位、贴防静电膜时充电电位的带电试验,计算得到在大、小电缆接口处及TR组件接口处计算得到的诱导电流脉冲波形分别如下图2,3所示。

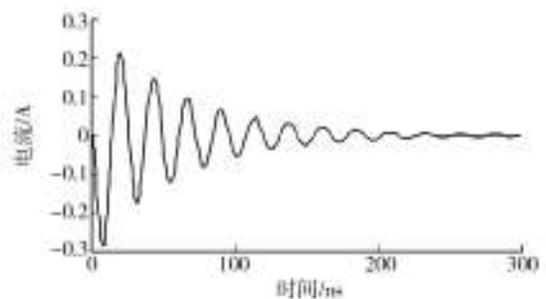


图2 天线阵电缆接口耦合电流脉冲波形

Fig. 2 Coupling current pulse waveform of antenna array's cable interface

通过以上分析计算,得出:如果天线表面在1200V左右发生静电放电,在小、大TEM电缆接口处大TEM电缆端口即TR组件接口处的传导干扰电流脉冲峰值约为450~500mA,端口处的耦合感应电压约为25V。

3) 传导干扰检测

根据以上集总单元耦合分析结果,系统SESD传导干扰检测试验方案如图4所示。

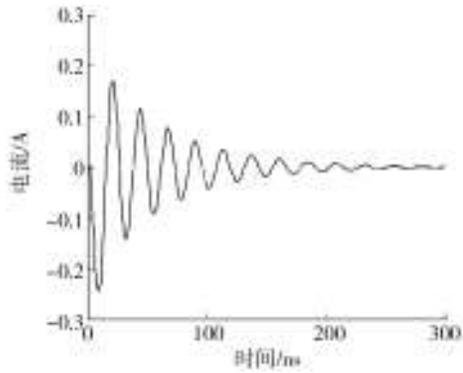


图3 天线阵TR组件接口耦合电流波形
Fig. 3 Coupling current pulse waveform of antenna array's TR module

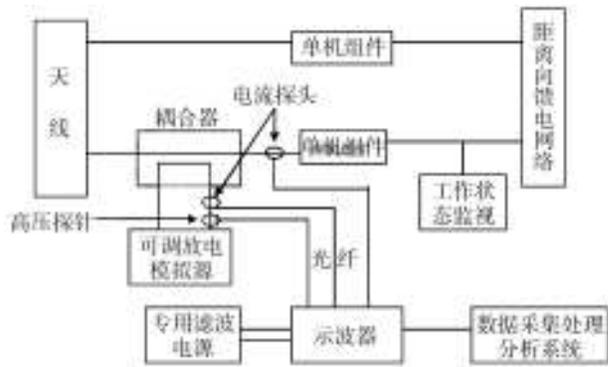


图4 系统ESD传导干扰试验系统
Fig. 4 Sketch map of system SESD conducted interference test

以“单点注入法”和“天线容性电流耦合法”,对采取了抗SESD传导干扰加固的TR组件进行了验证试验。

4) 试验结果

试验前后,对TR组件接受通道的增益G和噪声系数以及发射通道的输出功率、脉冲特性等相关参数进行了检测和比对。结果表明,TR组件的接收和发射通道的各项参数在不断注入SESD产生的传导干扰70多次后,不仅在注入耦合电流为仿真计算的500 mA时工作正常,而且在电流达到通常要求2倍裕度以上,1 104 mA时工作也正常。表明TR组件具有较强的抗SESD传导干扰的能力。

3 结语

从圆满完成目标任务的角度,开展的某遥感飞行器防空间静电放电适应性(防护)设计和试验验证,在吸取以往飞行器经验的前提下,综合自身特点,实现了以下突破:

- 1)验证了同类型轨道、同功能飞行器空间静电放电的临界条件;
- 2)大型天线及星体的空间静电放电等电位设计;
- 3)大型天线及阵面单机的SESD传导干扰验证技术。

采用上述防空间静电放电设计措施并通过试验验证的飞行器在轨飞行2 a依然正常工作,很好的抵御了空间静电的影响。

参考文献:

[1] 王立,秦晓刚. 空间静电放电传导干扰分析方法研究[J]. 中国空间科学技术,2004(5):51—55.